



## Motores de reacción

Por CARLOS SANCHEZ TARIFA, Teniente Cadete de 6.º curso de Ingenieros Aeronáuticos.

(CONTINUACIÓN)

### Temperaturas de funcionamiento del motor.

Para una relación estática de compresión de  $p = 3,9$ , y con  $q = 60$  para una temperatura de admisión de  $T_1 = 288$  grados absolutos, o bien  $\theta_1 = 15^\circ$  centígrados, el cálculo nos da:

$$\theta_2 \approx 160^\circ, \quad \theta_3 \approx 1.000^\circ, \quad \theta_4 \approx 550^\circ.$$

En el motor "Rolls-Royce Derwent V", con  $p = 3,9$ ,  $q = 60$ ,  $\theta_1 = 15^\circ$ , las temperaturas de funcionamiento son:

A la salida del compresor,  $\theta_2 = 215^\circ$ , algo mayor que la teórica, debido a las pérdidas por rozamiento.

Dentro del tubo de llamas, con una relación aire/combustible de 18, la temperatura es de unos  $2.000^\circ$ . La temperatura de admisión en la turbina es de  $850^\circ$  y la de salida del eyector  $\theta_4 = 650^\circ$ , también mayor que la teórica, debido a los rozamientos del gas contra álabes y conductos.

### Consideraciones acerca del ciclo del motor.

Los cálculos se han hecho en la hipótesis de la evolución en el ciclo de aire puro y considerando éste como un gas perfecto. Si quisieran hacerse considerando la mezcla aire/combustible y teniendo en cuenta la variación de los ca-

lores específicos con la temperatura, los cálculos perderían generalidad, pues las fórmulas obtenidas dependen del combustible empleado. Se obtiene un rendimiento algo más bajo que el teórico, comprobándose fácilmente que tiende hacia éste cuando  $q \rightarrow \infty$ .

Conviene destacar la importancia que tiene el funcionar con valores grandes de la relación aire/combustible. Se obtiene mayor rendimiento y, sobre todo, temperaturas más bajas de funcionamiento para  $p = 4$ ,  $q = 60$ ,  $\theta_3 \approx 1.000^\circ$ ; en cambio, para  $q = 15$ ,  $\theta_3 \approx 2.300^\circ$ . Teniendo en cuenta que la máxima temperatura de los álabes de la turbina es el factor determinante del funcionamiento del motor, se comprenderá fácilmente la importancia de una dilución mínima de la mezcla.

Pero no son sólo éstas las ventajas de emplear valores grandes de  $q$ . Como veremos más adelante, mejoran también tanto la tracción como el rendimiento de la propulsión. A pesar de estas ventajas no es posible emplear valores de  $q$  mayores de un cierto límite, pues aumentarían grandemente el tamaño del motor, así como las potencias consumidas en la compresión (del orden de los 6.000 HP. hoy día). Un valor práctico al que se ha llegado y del que se apartan muy poco los motores construidos actualmente es el de  $q = 60$ , que usaremos en los cálculos sucesivos.

### Cálculo de la tracción.

La reacción o tracción de avance se obtendrá expresando que es igual a la variación de la cantidad de movimiento de los gases propulsores en la unidad de tiempo. Si  $m$  es la masa de combustible quemado en la unidad de tiempo,  $V$  la velocidad de avance y  $w$  la velocidad relativa de los gases de escape, se tendrá:

$$T = m [(1 + q) w - q V]; \quad [9]$$

y sustituyendo el valor de  $w$  dado por

$$w = \sqrt{\frac{2 \eta_q L}{1 + q} + \frac{q V^2}{1 + q}},$$

resulta.

$$T = m [\sqrt{(1 + q) (2 \eta_q L + q V^2)} - q V], \quad [10]$$

que como vemos es función de  $V$  directamente y por intermedio de  $\eta_q$ , así como de la relación aire/combustible  $q$ .

### Variación de la tracción con la velocidad.

Para valores constantes de  $m = 0,25$  kg/seg. y de  $q = 60$ , y con  $L = 10.000$  cal/kg.  $\rho = 4$  y  $\eta_q$  para  $V = 0$ , igual a 0,21, obtenemos la curva que representamos en la figura 6, en la que hemos incluido la variación de  $w$  con  $V$ .

Como vemos, la tracción disminuye desde  $V = 0$ , en donde

$$T = m \sqrt{(1 + q) 2 \eta_q L} = 835 \text{ kgs. (tracción estática),}$$

hasta

$$V = 300 \text{ m/seg.};$$

en donde

$$T = 613 \text{ kgs.}$$

El estudio analítico de esta función es engorroso por no ser sencilla la dependencia de  $\eta_q$  respecto a  $V$ , y resultando bastante complicada la función  $T = f(V)$ . Ahora bien, es fácil ver la marcha general de la curva, teniendo en cuenta que ha de estar comprendida entre las que se obtienen, considerando  $\eta_q$  constante con los valores correspondientes a  $V = 0$  y a  $V = \infty$ .

Para  $V = 0$ ,  $\eta_t = 0,328$ ,  $\eta_q = 0,21$ , y para  $V = \infty$ ,  $\eta_t = 1$ ,  $\eta_q = 0,64$ .

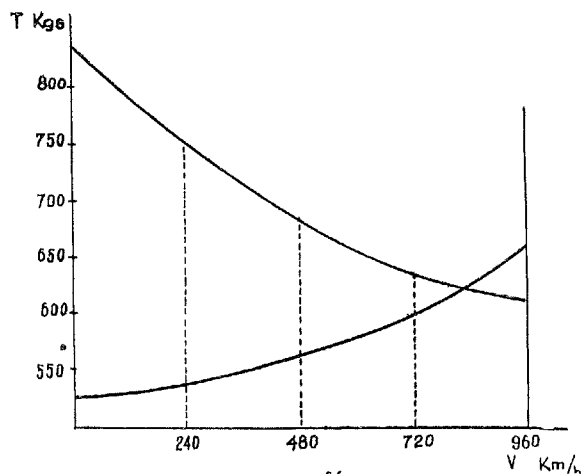


Fig 6°

Las curvas para  $\eta_q = \text{constante}$  son hipérbolas, de las que nos interesa solamente la rama en la que  $T > 0, V > 0$ . Arrancan de un valor

$$T_o = m \sqrt{(1 + q) 2 \eta_q L}$$

y decrecen hasta llegar a un mínimo para

$$V = \sqrt{2 \eta_q L},$$

en donde la tracción mínima

$$T_m = m \sqrt{2 \eta_q L}.$$

(En este punto,  $w = V$ ).

Después crecen y tienden a confundirse las tres curvas (las dos hipérbolas teóricas y la real) con la asíntota:

$$T = m V [\sqrt{(1 + q) q} - q].$$

Las tres curvas las representamos gráficamente en la figura 7.

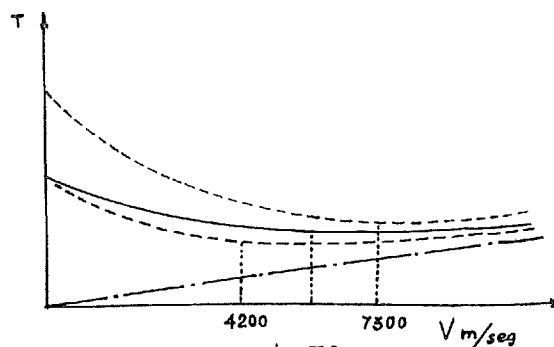


Fig 7°

Como vemos, por las velocidades prácticas de vuelo la tracción disminuye siempre con la velocidad (a consumo constante).

#### Variación de la tracción con la cantidad de aire consumida.

Para un consumo de combustible constante el estudio que se quiere hacer será el de la función  $T = f(q)$  para  $V = \text{constante}$ .

La curva es una hipérbola, con una asíntota horizontal dada por

$$T_h = m \left( \frac{V}{2} + \frac{\eta_q L}{V} \right);$$

fórmula en la que entra  $V$  como parámetro.  $T$  es máxima para  $V = 0$ , en donde  $T_h = \infty$ , y la función  $T = f(q)$  se convierte en una parábola.

El mínimo de  $T_h$  ocurre para

$$V = \sqrt{2 \eta_q L} = w,$$

para este valor de la velocidad

$$T = T_h = m \sqrt{2 \eta_q L} = \text{constante};$$

es decir, que para esta velocidad la tracción no depende de la cantidad de aire admitido. Esto no es más que unas consideraciones teóricas, pues ocurre a velocidades muy superiores a las alcanzables en la práctica:

$$(V = \sqrt{2 \eta_q L} \text{ del orden de los } 6.000 \text{ m/seg.}).$$

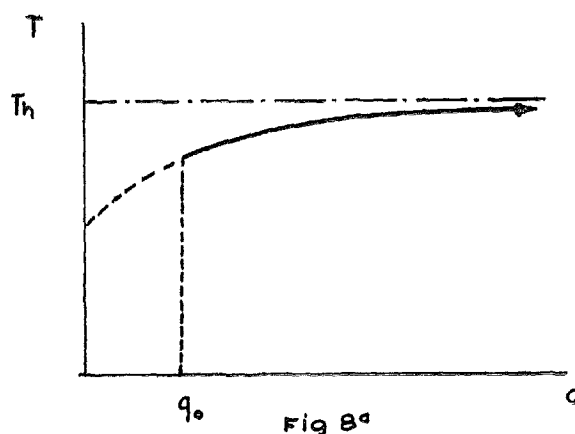
Lo que conviene destacar es el crecimiento de la tracción con  $q$ , conviniendo emplear desde este punto de vista los mayores valores posibles de  $q$ . La función está representada en la figura 8, siendo  $q_1$  el valor mínimo de  $q$ , que hace posible la combustión ( $q_1 \approx 15$ ).

En la práctica no se dan las curvas  $T = p(v)$  para un consumo de combustible constante, pues con la velocidad aumenta el gasto de aire, debiéndose aumentar  $m$  para conseguir la constancia de  $q$ . Entonces el mínimo de la tracción se hace accesible, alcanzándose a unos 800 kilómetros/hora.

Las curvas presentan una forma aproximada a la que damos en la figura 9.

#### Variación de la tracción con la altura de vuelo.

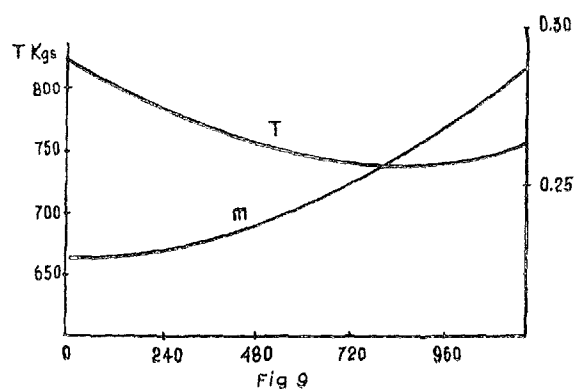
Supongamos que nos vamos elevando conservando constantes el número de revoluciones



del grupo compresor-turbina. En estas condiciones el compresor nos da un gasto volumétrico de aire aproximadamente constante, y como la densidad de ésta va disminuyendo, resultará que el gasto en peso irá decreciendo como la densidad del aire. Si no queremos que la mezcla se vaya enriqueciendo, con el consiguiente aumento de las temperaturas de funcionamiento del motor (no es comparable la disminución de temperaturas que se producen como consecuencia del decrecimiento de la temperatura de admisión con el aumento que experimentan al disminuir  $q$ ), se hará preciso ir disminuyendo el gasto de combustible  $m$  de acuerdo con la ley de variación de la densidad del aire.

Tomando las fórmulas de la atmósfera normal internacional, si  $h$  es la altura en metros y  $\sigma$  la densidad del aire, tenemos:

$$\frac{\sigma_h}{\sigma_0} = \left[ 1 - \frac{0,0065 h}{288} \right]^{4,255} \quad [11]$$



y, por tanto, habrá de disminuir  $m$  con  $h$  en la proporción

$$\frac{m_h}{m_o} = \left[ 1 - \frac{0,0065 h}{288} \right]^{4,255} \quad [12]$$

Como la tracción es proporcional a  $m$ , atendiendo sólo a este factor, disminuirá en la misma forma que él; pero como también depende del rendimiento global, que también es función de altura y crece con ella, resultará que disminuye en menor proporción. Se tendrá:

$$\frac{T_h}{T_o} = \frac{\sqrt{(1+q)(2\eta_{q_h}L) + qV^2} - qV}{\sqrt{(1+q)(2\eta_{q_o}L) + qV^2} - qV} \cdot \left[ 1 - \frac{0,0065 h}{288} \right]^{4,255} \quad [13]$$

Siendo  $\eta_{q_h}$  y  $\eta_{q_o}$  los rendimientos globales a la altura  $h$  y a 0 metros.

En las figuras 10 y 11 damos las curvas

$$T = f(h) \quad \text{y} \quad m = f(h)$$

del motor "Havilland-Goblin" para una velocidad de 500 millas por hora (804,5 kms/hora) a 10.200 r. p. m. del motor.

#### Variación de la tracción con la velocidad a distintas alturas.

Como para una altura determinada el rendimiento crece con la velocidad, pero en mucha

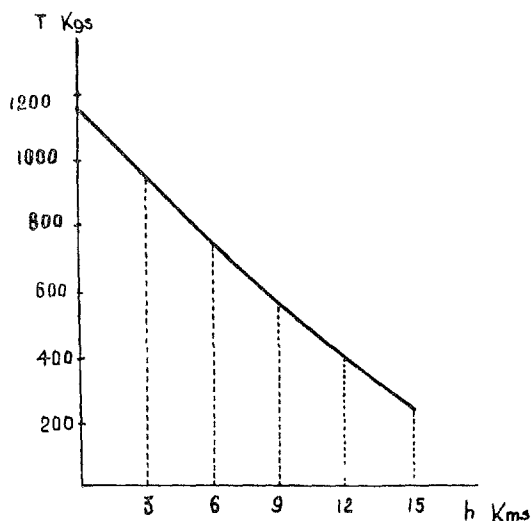


Fig 10.

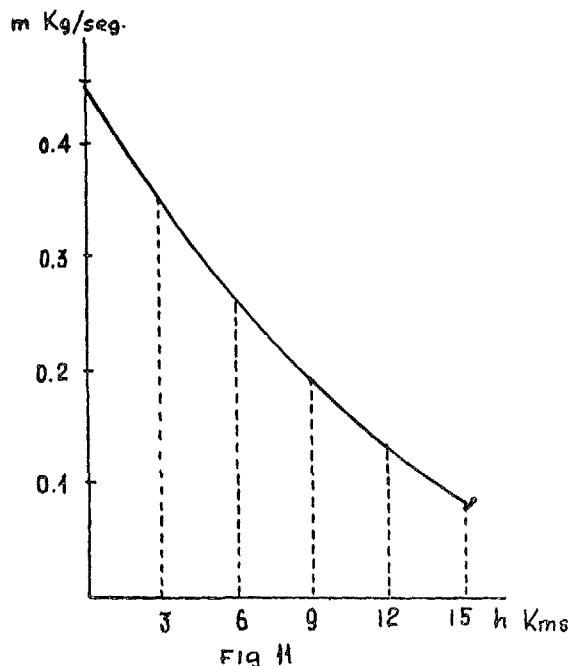


Fig 11

mayor proporción que en el suelo, resulta que la tracción en la altura disminuye al aumentar  $V$ , pero en menor proporción que en el suelo. Esto es causa que a unos 10.000 metros el mínimo de la curva desaparezca, llegando a ser la tracción prácticamente constante. Las curvas  $T = f(v)$  para distintas alturas presentan el aspecto que incluimos en la figura 12.

Consecuencia de esto es que los aviones equipados con este tipo de motores alcancen la velocidad máxima a grandes alturas de funcionamiento.

\* \* \*

A continuación insertamos un cuadro de valores de tracciones y consumos de unos cuantos motores, para que el lector tenga idea de las magnitudes reales de estas variables. Incluimos el consumo específico

$$m_e = \frac{\text{Kgs. hora}}{\text{Kgs. de tracción}}$$

y la tracción específica

$$T_e = \frac{\text{Tracción}}{\text{Peso del motor}},$$

que nos servirán para comparar los distintos motores.

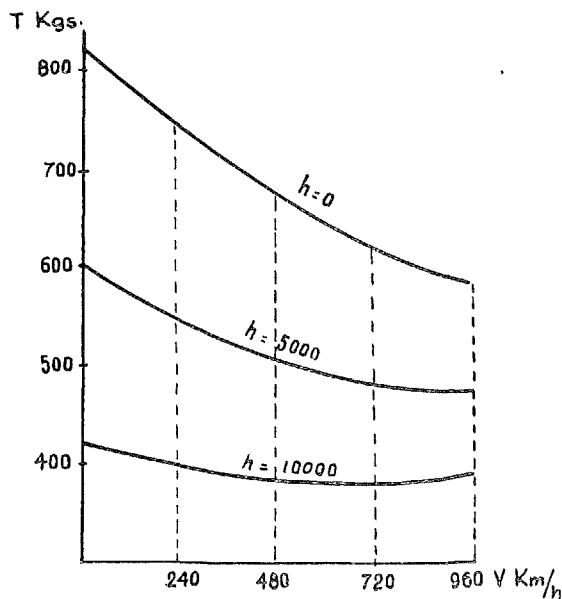


Fig 12

MOTOR	Peso Kgs.	Velo- cidad M/seg.	Tracción Kgs.	Con- sumo Kgs/seg.	Consu- mo es- pecífico	Trac- ción es- pecífica
J 004-B (alemán).	719	123	746	0,368	1,78	1,03
I-40 (americano de la General Electric)	825	»	1.820	0,270	1,185	2,22
Rolls Royce D-I (inglés) . . . . .	500	150	705	0,230	1,17	1,41
Havilland Goblin II (inglés) . . . . .	680	240	1.360	0,465	1,23	2
Rolls-Royce "Nene" (inglés) . . . . .	700	»	2.260	0,650	1	3,21

Como se deduce de la observación de este cuadro, los motores alemanes eran de peores características que los americanos e ingleses, cosa lógica dada su mayor antigüedad y el poco tiempo que tuvieron para experimentación. El "J 004-B", como casi todos los motores alemanes, era de compresor axial, mientras que los demás insertados en el cuadro son del tipo centrífugo. El motor "I-40", con el que va equipado el avión *Shooting Star*, es comparable al "Rolls-Royce D-I" y al "Havilland-Goblin", pero de inferiores características al "Rolls-Royce Nene", el último motor fabricado por la Casa Rolls-Royce, y de magníficas características.

#### Tracción en función de las revoluciones del motor.

Cuando estudiemos el funcionamiento del grupo compresor-turbina, veremos cómo varía la

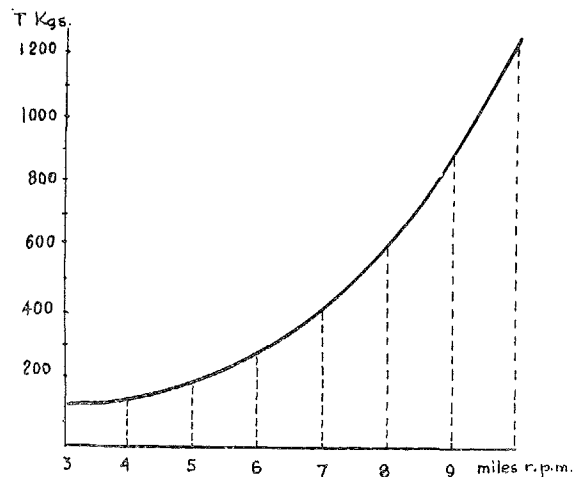


Fig 13

tracción con el número de revoluciones del motor.

De momento no hacemos más que insertar las curvas de funcionamiento (figuras 13 y 14) del motor "Havilland-Goblin II". Como vemos, el consumo específico es mínimo para las revoluciones de régimen del motor (10.200 r. p. m.).

#### Cálculo de la potencia.

La energía consumida en la unidad de tiempo por el propulsor será igual al trabajo de la tracción, aumentado en la energía cinética de los gases de escape; es decir,

$$P = TV + \frac{1}{2} m (1 + q) (w - V)^2 - \frac{1}{2} m V^2, \quad [14]$$

y sustituyendo el valor de la tracción dado por [9],

$$P = \frac{1}{2} m [(1 + q) w^2 - q V^2], \quad [15]$$

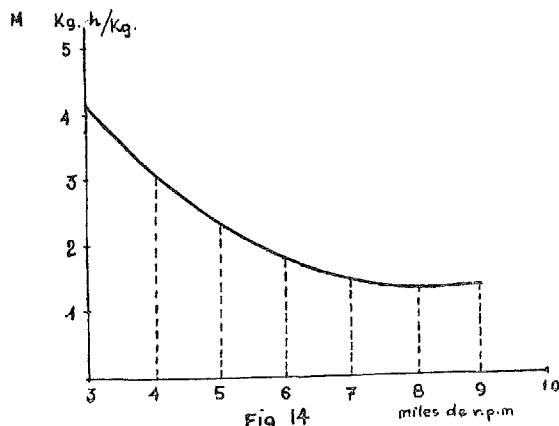
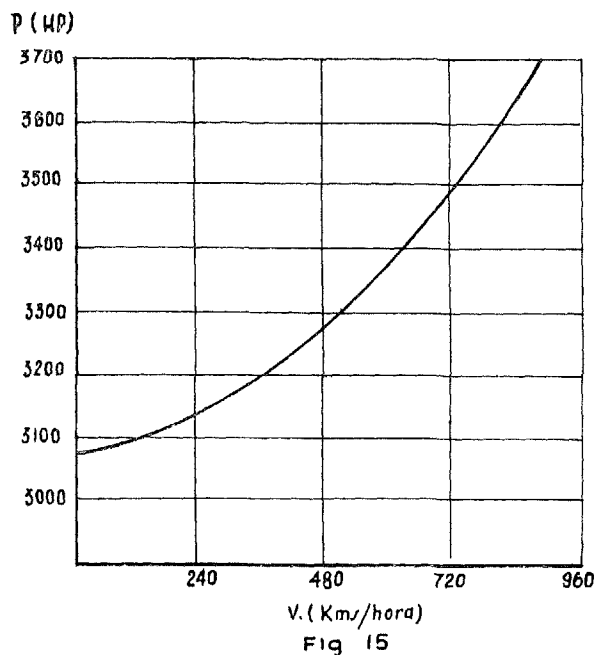


Fig 14



igual a la expresión de la energía cinética medida en ejes fijos al avión.

Como

$$(1 + q) w^2 - q V^2 = 2 \eta_q L,$$

nos resulta:

$$P = m \eta_q L; \quad [16]$$

es decir, la expresión de la energía utilizable para la propulsión por unidad de tiempo.

Estos cálculos están hechos en la hipótesis de que los gases de escape salen con la velocidad  $w$  en sentido contrario a  $V$  y sin turbulencia; es decir, formando un chorro paralelo.

Por la fórmula [16] vemos que la potencia depende de la velocidad, por ser proporcional a  $\eta_q$ , y variará del mismo modo que él.

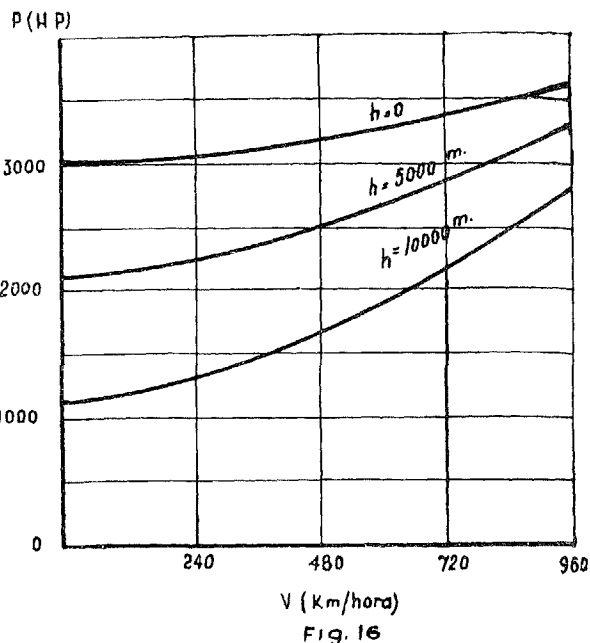
Para

$$\begin{aligned} m &= 0,25 \text{ kgs/seg.}, \\ L &= 10.300 \text{ cal/kgs.}, \\ (\eta_q)_{V=0} &= 0,21 \end{aligned}$$

damos en la figura 15 la curva  $P = f(V)$ .

#### Variación de la potencia con la altura.

Se deduce fácilmente su ley de variación al ser proporcional al consumo  $m$  y al rendimiento  $\eta_q$ . Será:



$$\frac{P_h}{P_o} = \frac{m_h \eta_{qh}}{m_o \eta_{qo}} = \left[ 1 - \frac{0,0065}{288} h \right]^{4,225} \cdot \frac{\eta_{qh}}{\eta_{qo}}.$$

A una altura de vuelo determinada variará con la velocidad (a consumo constante) en la misma forma que  $\eta_q$ ; es decir, que a 10.000 metros, por ejemplo, el aumento de la potencia con la velocidad será más marcado que el nivel del mar, como puede apreciarse en la figura 16.

\* \* \*

Conviene hacer notar que en estos motores, de la potencia disponible la mayor parte la consume el compresor, aunque luego la devuelve de nuevo al ciclo. Un motor que dé 3.000 HP. de potencia útil, gasta unos 6.000 HP. en la compresión. De aquí se ve la necesidad de emplear compresores y turbinas de gran rendimiento, pues a poco mal rendimiento que se tenga, toda la energía del ciclo la absorbe el compresor.

Se puede destacar también que en estos motores la relación peso/potencia es mucho más pequeña que en los usuales.

Oscila para la velocidad nula de 0,15 a 0,20 para los motores modernos. También haremos notar que en este tipo de motores pocas veces se habla de potencia, quizá debido a su variación con la velocidad, refiriéndose siempre sus características a la tracción.

(Continuará.)